时变系统地面颤振模拟试验方法研究

陈浩宇,王彬文,宋巧治,李晓东

(中国飞机强度研究所,710065 西安)

摘　要:地面颤振模拟试验是一种颤振验证的全新试验技术,可作为当前颤振验证试验手段的有效补充。飞行器在实际飞行过程中,结构的动力学特性及承受的载荷是不断变化的,对于受气动加热影响的高超声速飞行器,这一时变特性则更加显著。本研究提出了基于代理模型的时变参数非定常气动力模型建模方法,建立了基于 PID 控制器的时变系统地面颤振试验方法,并通过标准试验件进行测试验证。试验结果表明,本研究提出的非定常气动力建模方法能够准确获得具有时变特性的气动力模型,建立的地面颤振试验方法能够有效应对颤振系统的时变特性获得准确的结构颤振边界数据。

关键词:气动弹性;颤振试验;时变;代理模型;PID 控制器

中图分类号:V215.3　　**文献标志码:**A

Research on the ground flutter simulation test method for time-varying system

CHEN Haoyu,WANG Binwen,SONG Qiaozhi,LI Xiaodong

(Aircraft Strength Research Institute of China,710065 Xi'an,China)

Abstract: Ground flutter simulation test is a novel testing technology for aircraft flutter verification and an effective supplement to the current flutter verification test. In the process of actual flight, aircraft's dynamic characteristics and loads on the structure are constantly changing, especially for hypersonic vehicle affected by aerodynamic heating. In this paper, a modeling method of time-varying parameter unsteady aerodynamic model is generated by the use of surrogate model. A ground flutter testing method of time-varying system based on PID controller is established and verified by standard component test. The testing results shows that the aerodynamic modeling method proposed can accurately obtain the aerodynamic model with time-varying characteristics, and the ground flutter testing method established can effectively respond to the time-varying characteristics of the flutter system and obtain accurate flutter boundary.

Key words: aeroelasticity; flutter test; time-varying; surrogate model; PID controller

收稿日期:2021-01-16　　**修回日期:**2022-01-05

基金项目:时变系统模态测试技术研究(No. 2015ZD23011)

通信作者:王彬文,研究员。E-mail:asriwbw@vip.163.com

引用格式:陈浩宇,王彬文,宋巧治,等.时变系统地面颤振模拟试验方法研究[J].应用力学学报,2022,39(4):633-641.

CHEN Haoyu, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, et al. Research on the ground flutter simulation test method for time-varying system[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2022, 39(4):633-641.

颤振是弹性结构在非定常气动力、结构弹性力以及惯性力耦合引发的气动弹性不稳定现象，对于飞行器的安全性具有显著的影响。防颤振设计是飞行器结构设计中的基本要求，颤振边界获取也是飞行器强度分析验证的关键环节。

目前，飞行器结构颤振问题研究中的试验验证手段主要包括风洞试验与飞行试验。由于风洞试验通常采用缩比模型进行测试，颤振验证流程中缺失了全机地面试验的环节，造成全机颤振飞行试验科目多、周期长、风险高。地面颤振模拟试验技术作为近年来发展的一种以真实结构作为验证对象的半物理仿真验证技术，具有风险小、周期短、精度高的优势，能够有效填补目前颤振试验验证流程中缺失的一环，具有很大的工程价值。

Kearns[1]率先提出了颤振地面模拟试验的概念，并对试验方法与理论进行了初步研究。近年来，国内外针对地面颤振模拟试验中的关键技术开展了诸多研究。Zeng 等[2]根据频域非定常气动力计算方法建立了试验可用的气动力模型，并通过鲁棒控制器实现了气动力的精准加载。Wu 等[3]采用前置反馈控制方法实现了多激振器耦合系统的解耦控制。王彬文[4]提出了基于 CFD 降阶模型的气动力建模方法。但是目前地面颤振模拟试验技术的相关研究仍然基于系统定常假设，而飞行器在实际飞行过程中，诸如气动加热对结构模态特性的影响或者飞行器飞行环境变化均会使颤振系统表现出显著的时变特性，从而使部分原有试验方法不再适用[5]。基于上述原因，本研究希望通过开展关于地面颤振模拟试验中的时变问题处理方法的研究，包括变参数非定常气动力建模方法以及颤振边界跟踪方法，为地面颤振模拟试验提供方法储备，拓宽地面颤振模拟试验的应用范围。

1 地面颤振模拟试验原理

飞行器地面颤振模拟试验是一种半物理仿真试验系统，其核心思想是采用激振设备模拟结构在飞行过程中承受的非定常气动力从而达到颤振边界测试的目的。试验利用传感器测量结构的振动响应信号，将其代入预先计算得到的非定常气动力降阶模型获得结构的等效气动力，再采用激振器将等效气动力实时加载在试验结构上。通过对试验结构施加初始扰动并观察其响应，即可实现对真实结构颤振边界的测试。试验基本原理如图 1 所示。

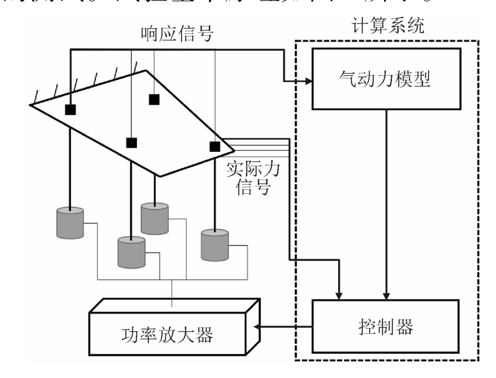


图 1　地面颤振模拟试验原理图

Fig. 1　Ground flutter simulation test schematic diagram

2 时变系统非定常气动力建模

在地面颤振模拟试验系统中，非定常气动力模型需要根据测量得到的结构振动响应计算结构受到的非定常气动力，并将气动力减缩集中到数个激振点位置，测量得到的结构振动响应是其输入，各个减缩集中的激振点气动力是其输出。为了确保气动力计算与加载的实时性，目前研究均采用升力面理论构建结构与气动力的状态空间方程来实现试验气动力建模，此时非定常气动力的计算被简化为数个低阶矩阵的简单运算。

虽然在常规颤振分析中气动力模型不受结构动力学特性影响，但地面颤振模拟试验采用的气动力模型需要通过结构插值矩阵进行降阶处理，此时如果飞行器的结构模态特性或所处气动环境出现时变特性，则采用常值气动力矩阵的力模型将不再适用。因此，如何使非定常气动力模型在保证计算效率的同时，能够准确反映时变系统与非定常气动力的作用关系，是时变系统地面颤振模拟试验需要重点研究的内容。

2.1 非定常气动力建模方法

常规地面颤振试验中的非定常气动力建模方法已在文献[6]中有过详细推导，本研究仅作简要介绍。

对于激振点/拾振点缩聚后的被测结构而言，可用降阶后的气动力影响系数矩阵 $\bar{\boldsymbol{A}}(k)$ 描述试验选取的结构节点位移 z_s 与其承受气动力 $\boldsymbol{f}_s$ 的关系，具体如式(1)所示。

$$\boldsymbol{f}_s = q_\infty \bar{\boldsymbol{A}}(k) z_s \tag{1}$$

式中：q_∞ 为来流动压；k 为减缩频率，且 $k=\omega b/V$。参考不同的升力面理论（如偶极子格网法、活塞理论），即可构建出相对应的气动力影响系数矩阵$\bar{\boldsymbol{A}}(k)$。

为实现时域仿真，需要将式（1）中的频域气动力影响系数矩阵 $\bar{\boldsymbol{A}}(k)$ 转化至时域。采用最小状态法得到 $\bar{\boldsymbol{A}}(k)$ 的有理函数近似表达式，代入式（1）并进行拉氏反变换，可得

$$\boldsymbol{f}_s(t)=q_\infty\left(\boldsymbol{A}_0 z_s+\frac{b}{V}\boldsymbol{A}_1\dot{z}_s+\frac{b^2}{V^2}\boldsymbol{A}_2\ddot{z}_s\right)+ q_\infty\boldsymbol{D}\left(\boldsymbol{I}-\frac{V}{b}\boldsymbol{R}\right)^{-1}\boldsymbol{E}\dot{z}_s \tag{2}$$

图 2 为气动力模型（式 2）的物理实现。$\boldsymbol{f}_s(t)$ 为时域方程，输入当前时刻各个节点的位移、速度与加速度即可求得当前时刻的节点气动力。在计算中，$\boldsymbol{A}_0$、$\boldsymbol{A}_1$、$\boldsymbol{A}_2$、$\boldsymbol{D}$、$\boldsymbol{E}$ 和 $\boldsymbol{R}$ 均为事先求解得到的气动力影响系数矩阵，经过激振点/拾振点缩聚，上述矩阵维度通常不大，因此能够实现地面颤振模拟试验要求的时域气动力实时计算和加载的要求。

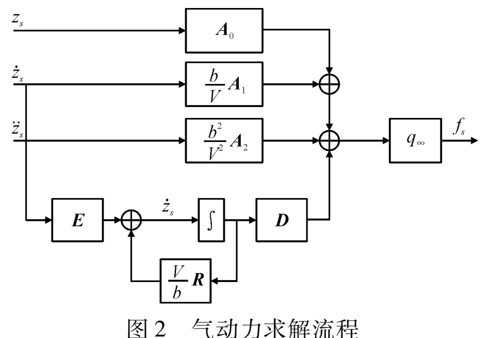


图 2　气动力求解流程

Fig. 2　Aerodynamic force solving process

2.2　时变气动力影响系数矩阵构建

由 2.1 节可知，在常规结构地面颤振模拟试验中气动力模型的影响系数矩阵是确定的，但是如果考虑结构或者气动力的时变特性，即结构的模态特性或所处气动环境参数随时间的改变均会使得颤振发生时的减缩频率发生改变，进而导致降阶后的气动力模型发生变化。基于上述原因，时变系统的地面颤振模拟试验无法像定常地面颤振模拟试验一样，采用固定的矩阵参数进行气动力建模。

从提升试验精度的角度出发，系统在试验进程的每一个时间步长，都应采用 2.1 节所述方法求解一次当前时间节点下的相关矩阵参数，从而建立时变参数气动力模型，但考虑到计算效率，这种方法显然无法满足地面颤振模拟试验系统对气动力加载实时性的要求。为了兼顾气动力模型的精度与效率，本研究提出了一种基于代理模型的变参数非定常气动力建模方法。

代理模型（surrogate model）[6] 是指对设计空间进行抽样后建立的计算量远小于原模型而计算精度与原模型相当的一种近似数学模型。代理模型建立后可以在分析过程中代替原模型，从而解决分析中直接调用高可信度分析模型所面临的计算量过大、计算效率过低的问题。对于本研究而言，原有高可信度模型即为 2.1 节所述的气动力影响系数矩阵计算模型，通过建立代理模型（此时气动力影响系数矩阵求解过程简化为一系列参数已知的函数计算），即可实现在试验进程的每一个时间步长中都求解一次当前时间节点下的相关矩阵参数，满足地面颤振模拟试验对计算效率与精度的需求。

在航空航天领域，Kriging 模型是最具代表性的代理模型之一。该模型具有良好的非线性近似能力及多峰值问题处理能力，对于本研究需要处理的气动力影响系数矩阵这类弱非线性系统而言，只要合理选取样本点即可获得较好的插值近似效果。

Kriging 模型是一种基于随机过程的均方误差最小的无偏估计模型。以任一时变气动力影响系数矩阵元素 $A_{ij}(t)$ 为例，在任意时刻 t，其对应的值被随机函数$\bar{A}_{ij}(t)$代替，$A_{ij}(t)$ 只是该随机函数可能的结果之一，即

$$\bar{A}_{ij}(t)=\sum_{n=1}^{k}\beta_n f_n(t)+Z(t) \tag{3}$$

式中：$f_n(t)$ 为基函数；$\sum_{n=1}^{k}\beta_n f_n(t)$ 为 $\bar{A}_{ij}(t)$ 的数学期望；$Z(t)$ 是均值为 0，方差为 σ_s^2 的静态随机过程，在定义的时间范围内任意 2 个取样时刻的随机量 $Z(t_1)$ 与 $Z(t_2)$ 的协方差可以表示为

$$\mathrm{Cov}[Z(t_1),Z(t_2)]=\sigma_2^2R(t_1,t_2) \tag{4}$$

式中 $R(t_1,t_2)$ 为相关函数。该函数只与时间点 t_1 和 t_2 之间的距离有关，且满足：当距离趋近于 0 时，函数值趋近于 1；当距离增加时，函数值光滑减小；当距离趋于无穷时，函数值趋近于 0；至少一阶可导。Kriging 模型常用的相关函数包括高斯函数、三次样条函数等多种类型，相关函数的选择可直接影响算例的建模精度[7]。

对于本研究处理的一维变量模型，根据式（3）可将 n 个样本点的响应定义为

$$\begin{aligned}[A_{ij}(t)]_s&=[A_{ij}(t_1)\quad A_{ij}(t_2)\quad\cdots\quad A_{ij}(t_n)]^{\mathrm{T}}\\&=\beta_0\boldsymbol{F}+z\end{aligned} \tag{5}$$

式中

$$F=[f(t_1)\quad f(t_2)\quad \cdots\quad f(t_n)]^{\mathrm{T}},$$

$$z=[Z(t_1)\quad Z(t_2)\quad \cdots\quad Z(t_n)]^{\mathrm{T}}$$

根据相关函数 $R(t_1,t_2)$，可定义表示 n 个样本点之间相关性的相关矩阵 $\overline{\boldsymbol{R}}$ 以及表示任意一个样本点 t' 与其他所有样本点相关性的相关向量 $\boldsymbol{r}_t'$，分别如下。

$$\overline{\boldsymbol{R}}=(R(t_i,t_j))_{i,j}\in\mathbb{R}^{n\times n} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{r}_t'=[R(t_1,t')\quad R(t_2,t')\quad \cdots\quad R(t_n,t')]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

式中，$t'\in[t_1\quad t_2\quad \cdots\quad t_n]$。

样本点之外的时间节点函数值可由已知样本点函数值的线性加权得到，即

$$\hat{\boldsymbol{A}}_{ij}(t)=\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}[A_{ij}(t)]_s \tag{8}$$

为满足 Kriging 模型无偏估计 $E(Z(t))=0$ 的要求，根据式(5)与式(8)可得

$$\begin{cases}E(\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}[A_{ij}(t)]_s)=\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}\beta\\ E(\hat{A}_{ij}(t))=[f(t)]^{\mathrm{T}}\beta\end{cases}\Rightarrow\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{c}_t=f(t) \tag{9}$$

根据式(3)、式(8)与式(9)，可得 Kriging 模型的预测值误差为

$$\hat{A}_{ij}(t)-\bar{A}_{ij}(t)=\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}-Z(t) \tag{10}$$

根据式(10)，可得 Kriging 模型预测值的均方误差为

$$\begin{aligned}\mathrm{MSE}[\hat{A}_{ij}(t)]&=E[(\hat{A}_{ij}(t)-\bar{A}_{ij}(t))^2]\\&=\sigma_s^2(1+\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}\overline{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{c}_t-2\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_t)\end{aligned} \tag{11}$$

因此，根据 Kriging 模型预测值满足无偏估计且均方误差最小的要求，该代理模型的构建即为在 $\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{c}_t=f(t)$ 的前提下，寻找满足均方误差最小的 $\boldsymbol{c}_t$，为此引入拉格朗日乘数 λ 构建 $H(\boldsymbol{c}_t,\lambda)$ 如下。

$$\begin{aligned}H(\boldsymbol{c}_t,\lambda)=&[\sigma_s^2(1+\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}\overline{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{c}_t-2\boldsymbol{c}_t^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_t)]-\\&\lambda[\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{c}_t-f(t)]\end{aligned} \tag{12}$$

H 分别对 $\boldsymbol{c}_t$ 和 λ 求偏导数，可解得满足要求的 $\boldsymbol{c}_t$ 为

$$\boldsymbol{c}_t=\overline{\boldsymbol{R}}^{-1}(\boldsymbol{r}_t-\boldsymbol{F}(\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\overline{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{F})^{-1}(\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\overline{\boldsymbol{R}}^{-1}\boldsymbol{r}_t-f(t))) \tag{13}$$

显然，由前文对式(13)中相关参数的定义可知，$\boldsymbol{c}_t$ 为阶数与样本点数量 n 相同的列向量，在此记为 $\boldsymbol{c}_t=\boldsymbol{C}_{n\times1}(\boldsymbol{r}_t)$。

将式(13)代入式(8)，可得 Kriging 模型在任意时刻 t 的预测值为

$$\hat{A}_{ij}(t)=\boldsymbol{C}_{n\times1}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r}_t)[A_{ij}(t)]_s \tag{14}$$

由式(5)与式(13)可知，式(14)中除 $\boldsymbol{r}_t$ 外其他参数只与样本点数据有关，因此可以提前计算得到，而 $\boldsymbol{r}_t$ 需要将当前时刻 t 代入相关函数 $R(t_n,t)$ 求解，模型的输入参数为时间，因此基于该代理模型可以获得任意时刻的气动力。

3　时变颤振边界跟踪测试方法

在时不变系统地面颤振试验中，通过不断调整风速参数，观测不同风速下的系统响应，即可确定结构的颤振临界速度。但是，如果将时变特性引入地面颤振试验系统中，此时结构的颤振边界也具有时变特性，原获取颤振边界的方式将不再适用。在该情况下一种折中的试验方法是采用某一速度(或速度函数)进行试验，从而验证在已知的飞行包线下结构不会发生颤振，但这种试验方法仅能作为一种定性的验证手段，作为颤振试验却无法获得被测对象的颤振临界速度，因而无法满足工程要求。

基于上述原因，本研究提出一种基于 PID 控制的地面颤振试验颤振边界跟踪方法。该方法充分利用了地面颤振试验高安全性的优势，依据结构响应变化趋势调整风速，能够较为准确地得到结构的颤振临界速度。

在地面颤振试验中，人为调整风速参数寻找被测结构颤振边界的逻辑可以概括为：结构响应发散则降低风速，结构响应收敛则增高风速。如果将结构响应幅值变化趋势定义为 λ($\lambda>0$ 为响应发散，$\lambda<0$ 为响应收敛)，则显然速度修正量 ΔV 应与 λ 保持负相关关系，本章的颤振边界跟踪系统即希望通过 PID 控制器实现该速度修正过程。

3.1　响应信号处理

考虑一段典型的地面颤振仿真系统结构响应信号 $A(t)$ 如图 3 所示，显然在仿真时段内该信号先发散后收敛。

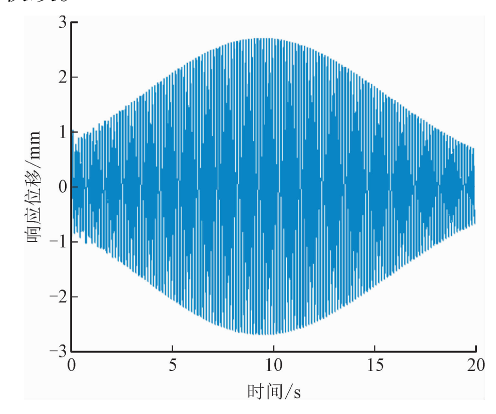


图 3　结构响应信号

Fig. 3　Structural response signal

为获取响应幅值变化趋势，首先应获得振动幅值信号 $A'(t)$，选取的时间点 $\bar{t}_n$ 应满足式(15)，处理后的响应幅值信号如图 4 所示。

$$\begin{cases} A(\bar{t}_n) = 0 \\ A(\bar{t}_{n+1}) < 0 \\ A(\bar{t}_{n-1}) > 0 \end{cases} \tag{15}$$

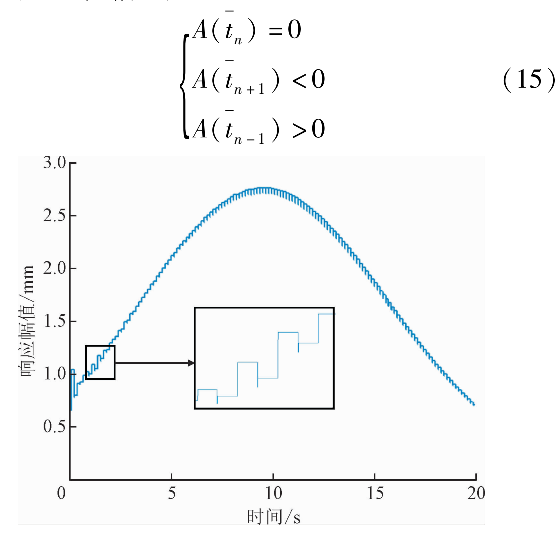


图 4　阶跃幅值信号

Fig. 4　Step amplitude signal

由图 4 曲线的局部，即黑框中的内容可以看出，响应信号起始阶段虽然幅值整体变化趋势为增高，但局部区域仍会出现降低的变化趋势，即振动幅值信号并非单调递增，而在实际试验中由于噪声等扰动因素该现象会更加显著。为了增加控制系统的稳定性，需要排除诸如此类的信号局部扰动影响，使控制器在最大程度上关注幅值整体的变化趋势，因此此处对信号做数据平滑处理，采用滑动平均法[8]如式(16)所示，积分宽度 ΔT 为选取观测值的宽度，可由具体算例决定，适当增大该值可以增加信号平滑度，但过大会导致信号失真，信号处理结果如图 5 所示。此处只做分段积分虽然会导致信号数值发生变化，但由于系统仅关注信号的变化趋势，因此数值改变并不会影响控制效果。

$$\bar{A}(t) = \int_{t-\Delta T}^{t} A'(t)\,\mathrm{d}t \tag{16}$$

至此，已获得描述结构响应幅值整体变化趋势的连续信号 $\bar{A}(t)$。定义一个较小的时间间隔 Δt，则描述结构响应幅值变化趋势的参数 $\lambda(t)$ 可由式(17)表示。此处不直接对信号 $\bar{A}(t)$ 作微分处理是考虑到实际试验中由于噪声等干扰因素会降低信号质量，直接微分处理会导致系统稳定性降低。

$$\lambda(t) = \frac{\bar{A}(t)}{\bar{A}(t-\Delta t)} - 1 \tag{17}$$

采用式(17)对图 5 所示信号进行处理，所得结果如图 6 所示。由图 3 可知结构响应信号先发散且发散速度不断变慢，在 9～10 s 的区段内由发散变为收敛，而图 6 中 λ 先为正且其值不断减小，9～10 s 的区段内由正变为负并在之后一直为负，说明 λ 能够较好描述结构响应信号的变化趋势，可以作为控制器的输入量。

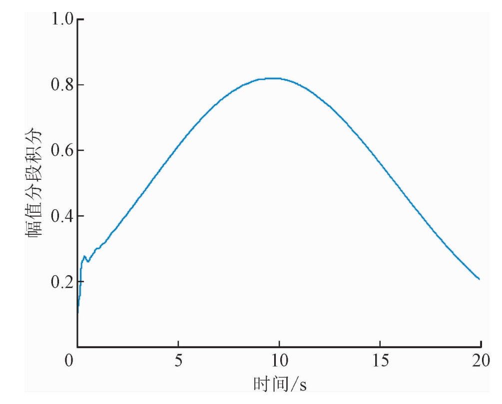


图 5　平滑幅值信号

Fig. 5　Smooth amplitude signal

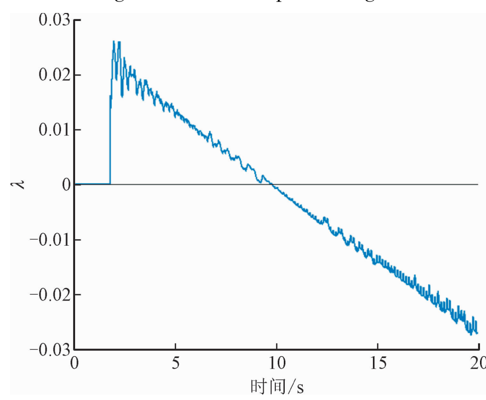


图 6　幅值变化趋势信号

Fig. 6　Amplitude variation trend signal

3.2　控制器设计

PID 控制器动态方程如式(18)所示[9]。

$$x(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i}\int_0^t e(t)\,\mathrm{d}t + K_p\tau\frac{\mathrm{d}e(t)}{\mathrm{d}t} \tag{18}$$

对于 PID 控制器设计而言，最关键的步骤就是 PID 参数整定，即参考系统被控量的时域响应调节式(18)中的 K_p、$K_i = K_p/T_i$、$K_d = K_p\tau$。对于本次研究对象地面颤振试验系统而言，调节量为空速变化量 $\Delta V(t)$，被控量为描述振幅变化趋势的量化参数 $\lambda(t)$，这二者间存在非线性关系，可描述为

$$\lambda(t) = k(V(t) + \Delta V(t)) + \sigma(\Delta V(t)) + \delta(t) \tag{19}$$

式中：$\sigma(\Delta V(t))$ 为非线性项；$\delta(t)$ 为干扰项。由于与 $k(V(t) + \Delta V(t))$ 相比这两项均为小量，因此 $\lambda(t)$ 与 $\Delta V(t)$ 整体上保持正相关，但其存在会导致 $\lambda(t)$

如图 6 所示的震荡现象难以消除,从物理意义上讲只要 $\lambda(t)$ 保持在 0 附近较小的区间内都可以视系统响应信号为等幅振动,此时 $\lambda(t)$ 本身的震荡并没有实际意义。因此,在 PID 参数整定的过程中应选取 $\Delta V(t)$ 作用后的空速 $V(t)$ 而非 $\lambda(t)$ 作为参考信号,该信号同时也是地面颤振试验中希望得到的颤振边界预测结果信号。

4 地面颤振试验仿真平台构建

为验证前文所述变参数非定常气动力模型及颤振边界预测方法的可行性,本章在 matlab 中的 simulink 模块下搭建试验系统的仿真平台,并采用一模型算例对仿真平台进行验证。

4.1 模型介绍

本仿真算例及后续试验均选用一典型亚声速机翼标准试验件为研究对象,该模型由金属梁架及维形木框组成,其中承力梁架材料为 7075 铝合金,约束方式为翼根固支,模型的主要模态参数如表 1 所示。

表 1 机翼前三阶模态频率

Tab. 1 Lower three natural frequencies of the wing

模态阶数	模态名称	模态频率/Hz
1	一阶弯曲	3.44
2	一阶扭转	9.09
3	二阶弯曲	11.92

4.2 颤振分析

频域颤振分析采用 MSC. Nastran 求解。为了模拟气动力的时变特性,研究通过修改来流密度实现,选取来流密度比由 0.9 线性降至 0.7,在区间内均匀选取 5 个采样点进行颤振分析。图 7 为密度比为 0.7 时的 v-g 与 v-f 图,得到各个采样点颤振临界速度及颤振频率如表 2 所示。

表 2 采样工况颤振特性(有限元)

Tab. 2 Sampling point flutter characteristics (FEM)

密度比	颤振速度/(m·s⁻¹)	颤振频率/Hz
0.90	50.0	7.11
0.85	51.2	7.10
0.80	52.6	7.10
0.75	54.1	7.09
0.70	55.7	7.09

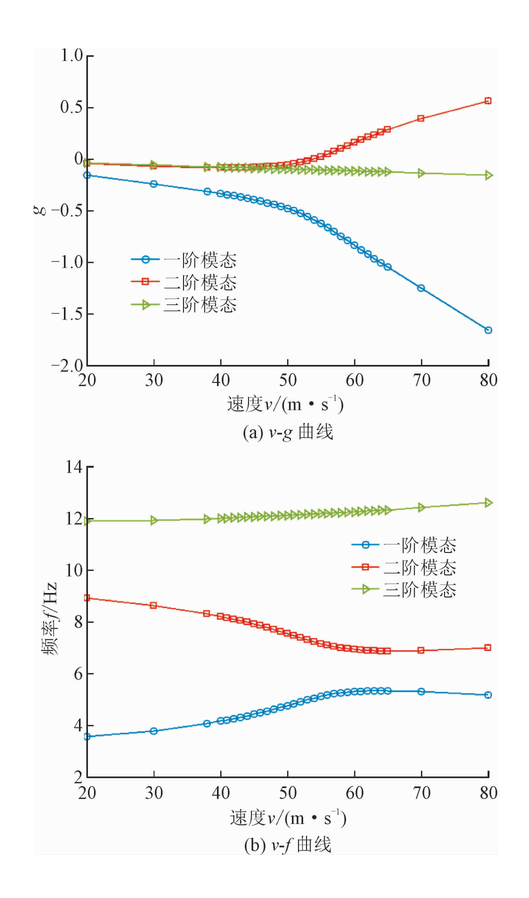


图 7 v-g 与 v-f 曲线图(密度比 =0.7)

Fig. 7 v-g and v-f plots (density ratio =0.7)

4.3 平台构建

采用本研究第 2、3 节方法,参考图 2 构建气动力仿真平台如图 8 所示。其中,具有时变特性的气动力影响系数矩阵由子模块计算得到,子模块中包括了自变量为时间的 Kriging 模型运算(式 14)及考虑来流速度的矩阵系数运算;速度控制器通过读取输入气动力模型的结构响应计算修正风速,并将计算结果输出给各个气动力影响系数矩阵子模块,控制器可由开关控制是否将其接入仿真系统,若不接入则以固定风速值进行仿真。

与实际的地面颤振模拟试验相比,仿真系统没有试验对象提供结构响应信号,因此还需要建立结构响应模块使仿真系统形成闭环。通过模态参数建立结构的状态空间方程,结构响应模块构建如图 9 所示,其中通过‘phi_f’与‘phi_z’两步矩阵运算实现气动力模型与结构状态空间方程间物理坐标与广义坐标的转换。

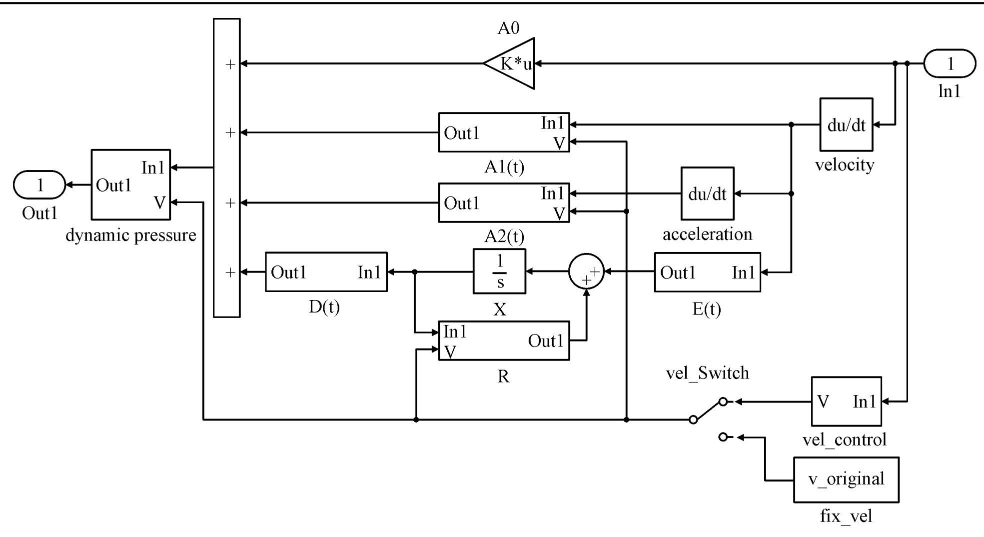


图 8　气动力计算模块

Fig. 8　Aerodynamic force calculation module

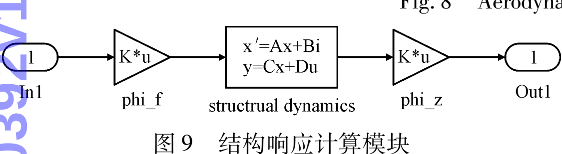


图 9　结构响应计算模块

Fig. 9　Structural response calculation module

4.4　仿真验证

构建仿真平台的气动力模型时设定每两个采样点间的时间间隔为 50 s，则该颤振系统的时变区间为 0 ~ 200 s。

首先将仿真平台子模块中的时间输出设为固定值，即进行定常地面颤振仿真测量各采样工况下的颤振临界速度，通过不断调整风速观测结构模块输出的响应，得到仿真结果并与有限元数值计算结果(表 2)对比误差如表 3 所示，可知该颤振仿真系统在 0 ~ 200 s 的过程中颤振临界速度由 51.4 m/s 升至 56.9 m/s。在理想情况下，采用该仿真平台所得的颤振临界速度应与有限元数值计算结果保持一致，但 4.3 节所述构建结构响应计算模块的状态空间建模方法为降低计算规模会忽略高阶模态，从而导致了表 3 所示的仿真误差。

表 3　采样工况颤振特性(仿真)

Tab. 3　Sampling point flutter characteristics (simulation)

密度比	仿真结果/ $(m \cdot s^{-1})$	数值计算结果/ $(m \cdot s^{-1})$	误差/ %
0.90	51.4	50.0	2.8
0.85	52.5	51.2	2.5
0.80	53.8	52.6	2.3
0.75	55.3	54.1	2.2
0.70	56.9	55.7	2.2

再将仿真时间作为输入信号引入系统子模块，速度控制器在仿真开始 10 s 后接入系统，其初始输出风速设定为 $v = 52$ m/s。仿真所得结构响应以及跟踪速度曲线如图 10 所示，结合表 3 定常仿真数据(图 10 中三角形标记点)可以看出：在仿真前 10 s 由于速度控制器尚未接入而初始风速大于系统此时的颤振临界速度，结构响应快速发散；速度控制器在 10 s 接入系统后对信号的发散趋势作出反应，输出风速开始降低，使得结构响应在 10 ~ 20 s 间由发散转为收敛；在 30 ~ 200 s 的区间内，结构响应信号只有幅度较小的缓慢收敛或发散，整体上响应幅值变化不大，从颤振分析的角度出发可以将此时段的结构视为颤振临界状态，而这一区段内速度控制器输出的速度也与数值计算的颤振临界速度基本一致，说明该仿真平台能够表现出颤振系统的时变特性且速度追踪系统能够得到系统颤振临界速度的时变历程。

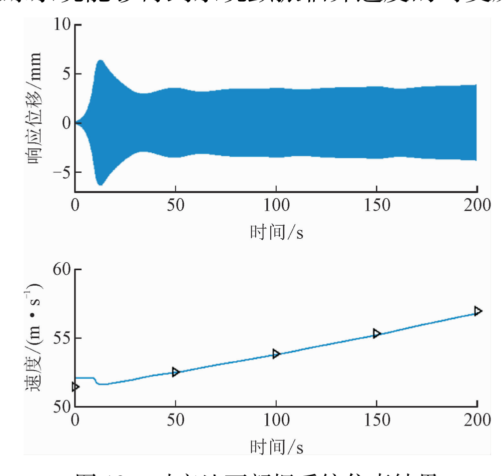


图 10　时变地面颤振系统仿真结果

Fig. 10　Time-varying ground flutter system simulation results

综上所述,在仿真分析中气动力模型能够较好表现其时变特性,速度控制器也能够实现第 3 节所述的参数调节过程,跟踪效果良好,且仿真平台整体运行速度较快,能够满足地面颤振模拟试验系统对于计算实时性的要求。

5 地面颤振验证试验

5.1 试验系统集成

为了便于地面颤振试验的物理实现,试验前首先需要选取合理的激振点/拾振点位置,以便利用少量的激振点和拾振点反应整体结构气动特性。本研究设定激振点/拾振点数目为 4,采用基于广义力等效的遗传算法进行优化配置[4],为了将激振点布置在主承力结构上,将优化的位置在框架上作为约束条件,同时为了满足时变系统整个时段的模拟精度要求,将各个时段的广义力等效目标的加权作为整体优化目标,进行综合优化,最终优化激振点位置(拾振点与激振点共点)如图 11 所示。

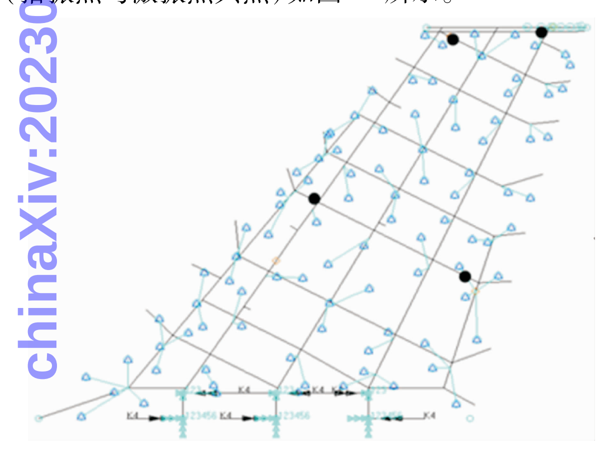


图 11 激振点位置

Fig. 11 Location of excitation point

在每一个优化所得节点处安装激振设备及数据采集设备,构建试验系统如图 12 所示。试验采用激光位移传感器测得节点位移并将信号微分得到节点速度,采用加速度传感器测得节点加速度;在激振器顶杆末端安装力传感器测量实际加载的力信号,通过鲁棒控制进行激振力的实时反馈控制[10],确保激振器能够精确模拟等效气动力。

5.2 试验验证

验证试验首先采用固定风速参数进行,验证时变非定常气动力模型实际效果。试验参数与 4.4 节仿真系统一致,每两个采样点间的时间间隔为 50 s,试验及采样周期均为 200 s,获得的监测点位移如图 13 所示。

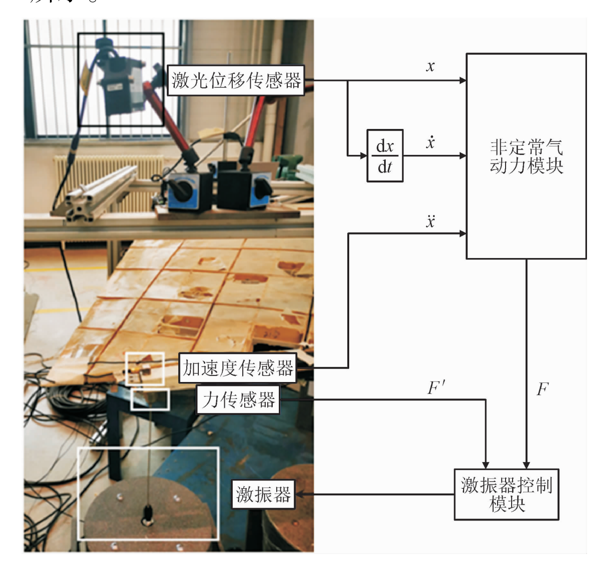


图 12 地面颤振模拟试验系统

Fig. 12 Ground flutter simulation test system

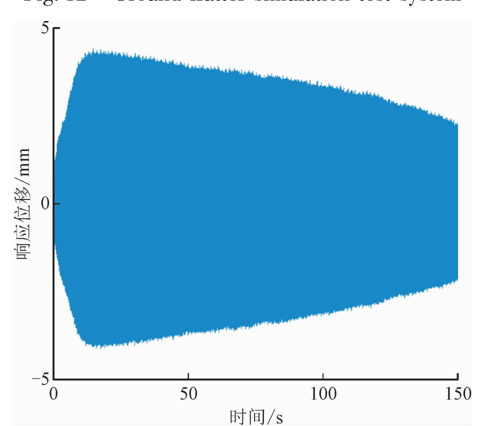


图 13 固定速度下的试验结果

Fig. 13 Test results with fixed velocity

由试验结果可知,在 $v=52$ m/s 的固定风速下,结构响应首先发散,在 20 s 前后转为收敛且收敛速度逐渐变快,这与理论计算结果推导出的响应变化趋势基本一致,表明基于代理模型的时变参数非定常气动力建模方法能够充分体现系统的时变特征,可用于地面颤振模拟试验。

为验证颤振边界跟踪算法,采用相同的非定常气动力模型,引入颤振边界跟踪模块重新进行试验,验证颤振边界跟踪方法的效果。在相同的试验设置条件下进行试验,同样以 $v=52$ m/s 的初始空速开展试验,得到结构监测点位移与颤振临界速度曲线如图 14 所示,其中颤振临界速度曲线图中实线为试验所得数据,虚线为图 10 中仿真系统速度跟踪所得数据。

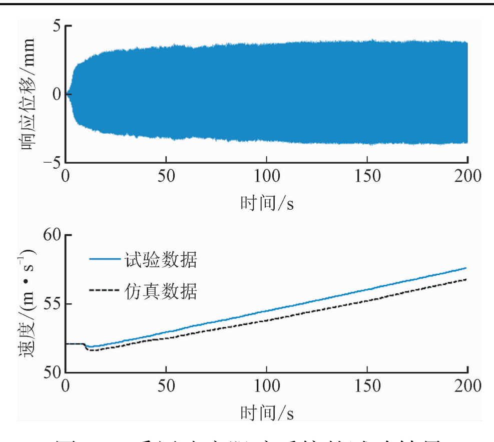


图 14 采用速度跟踪系统的试验结果

Fig. 14 Test results with the usage of velocity tracking system

如图 14 所示，试验初期结构响应快速发散，在试验开始 10 s 时开启颤振边界跟踪模块，可观测到结构响应由缓慢发散逐步变为等幅振荡，颤振临界速度变化曲线与仿真所得趋势基本一致。试验结构响应与仿真结果(图 10)相比，并未出现在开启速度控制器后结构响应由发散转变为收敛的过程，取而代之的是较为平缓的幅值变化趋势，经重复试验与分析可知该区别的原因在于被测结构由于组成材料及构型复杂等因素存在较强非线性，因此与仿真所采用的较为理想的状态空间数学模型相比实际被测结构对于风速的变化并不敏感。

此外由图 14 中速度跟踪曲线可知，该颤振边界追踪方法在理想模型仿真与实际试验中均能够较好的追踪颤振系统的临界速度，可用于具有显著时变特性的地面颤振模拟试验系统。

选取采样点所处时间的速度追踪数据(50 s、100 s、150 s、200 s)并与有限元数值计算结果对比如表 4 所示。由于颤振数值分析方法难以准确考虑真实结构存在的阻尼特性，试验结果整体略大于数值计算结果是符合预期的，该现象也印证了采用真实结构进行的地面颤振模拟试验在颤振研究领域的独特优势。

表 4 采样工况颤振特性(试验)

Tab. 4 Sampling point flutter characteristics (test)

采样时间点/s	密度比	试验结果/(m·s⁻¹)	数值计算结果/(m·s⁻¹)	误差/%
50	0.85	52.9	51.2	3.2
100	0.80	54.4	52.6	3.4
150	0.75	56.0	54.1	3.4
200	0.70	57.5	55.7	3.3

6 结 论

1)提出基于代理模型的时变参数非定常气动力建模方法，并通过试验验证可充分描述颤振系统中气动力模型的时变特性。

2)建立了采用 PID 控制器的颤振边界预测方法，并推导了相对应的信号处理方法。试验证明，该方法能够实时读取时变地面颤振试验中研究对象在当前时刻的颤振临界速度，获取整个时变历程中试验对象的颤振临界速度变化曲线，追踪精度较高，可用于具有显著时变特性的地面颤振模拟试验系统，弥补当前试验方法的缺陷。

3)时变系统地面颤振试验测试结果与数值计算结果一致性较好，试验系统运行效率较高，证明了本研究提出的时变气动力模型和颤振边界跟踪算法适用于时变系统的颤振测试。

参考文献：

[1] KEARNS J P. Flutter simulation[R]. Baltimore: Johns Hopkins University Applied Physics Lab, 1962.
[2] ZENG J, KINGSBURY D W, RITZ E, et al. GVT-Based Ground Flutter Test without Wind Tunnel[C]//Proceedings of the 19th Structural Dynamics and Materials Conference. Denver: AIAA, 2011: 1-17.
[3] WU Z, MA C, YANG C. New approach to the ground flutter simulation test[J]. Journal of aircraft, 2016, 53(5): 1578-1580.
[4] 王彬文. 飞行器地面颤振预估与验证技术研究[D]. 西安：西安交通大学, 2019.
[5] 陈浩宇，王彬文，宋巧治，等. 高超声速飞行器热颤振研究现状与展望[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 19-27.
CHEN Haoyu, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, et al. Research progress and prospect of thermal flutter of hypersonic vehicles[J]. Advances in aeronautical science and engineering, 2022, 13(1): 19-27(in Chinese).
[6] 许云涛，吴志刚，杨超，等. 地面颤振模拟试验中的非定常气动力模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(11): 1947-1957.
XU Yuntao, WU Zhigang, YANG Chao, et al. Simulation of the unsteady aerodynamic forces for ground flutter simulation test[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2012, 33(11): 1947-1957 (in Chinese).
[7] 刘俊. 基于代理模型的高效气动优化设计方法及应用[D]. 西安：西北工业大学, 2015.
[8] 裴益轩，郭民. 滑动平均法的基本原理及应用[J]. 火炮发射与控制学报, 2001(1): 21-23.
PEI Yixuan, GUO Min. The fundamental principle and application of sliding average method[J]. Gun launch & control journal, 2001(1): 21-23(in Chinese).
[9] 孟庆明. 自动控制原理[M]. 北京：高等教育出版社, 2008.
[10] 宋巧治. 基于鲁棒控制的多点激振力控制系统设计[D]. 西安：西北工业大学, 2014.

(编辑 李坤璐)